(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)实用新型专利

(10)授权公告号 CN 211223836 U
(45)授权公告日 2020.08.11

(21)申请号 201921808934.2

(22)申请日 2019.10.25

(73)专利权人 中国航空工业集团公司西安飞行自动控制研究所

地址 710076 陕西省西安市雁塔区锦业路129号

(72)发明人 赵超　杨兆

(74)专利代理机构 中国航空专利中心 11008

代理人 俞晓祥

(51)Int.Cl.

B64C 3/00(2006.01)
B64C 3/10(2006.01)
B64C 3/28(2006.01)
B64D 27/02(2006.01)
B64C 29/00(2006.01)
B64C 30/00(2006.01)

(ESM)同样的发明创造已同日申请发明专利

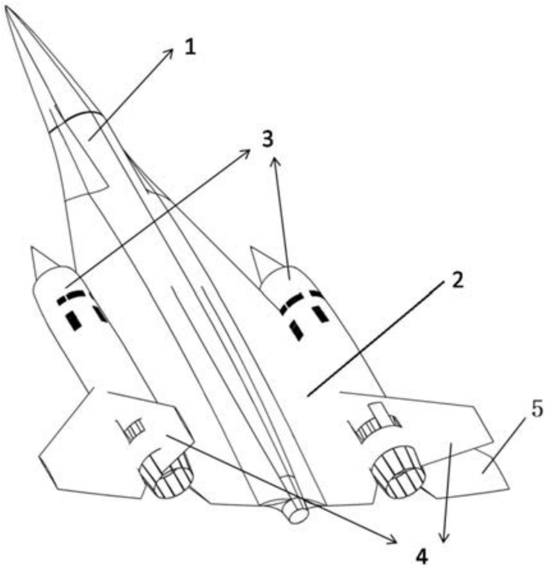
权利要求书1页　说明书3页　附图2页

(54)实用新型名称

一种可垂直起降的尾座式超音速无人飞行器

(57)摘要

本实用新型属于飞行器设计技术，具体涉及一种可垂直起降的尾座式超音速无人飞行器。本实用新型可垂直起降的尾座式超音速无人飞行器，该飞行器包括机身、机翼、发动机和垂尾，所述机翼包括内翼和外翼，发动机安装在内翼和外翼之间，在内翼前缘具有涡襟翼，后缘具有襟翼，在外翼前缘具有前缘缝翼，后缘具有副翼，所述垂尾具有方向舵；所述发动机采用推力矢量发动机，且在腹部下端具有辅助垂直起降的可收放支撑杆；在不同的飞行阶段，通过所述发动机提供的推力、各舵面的角度调节及矢量喷管的配合对飞行器的姿态进行控制。相对倾转动力的垂直起降无人机更简单，安全性与可靠性更高，同时，可实现此类飞行器大载重运输的任务需求。



CN 211223836 U

1.一种可垂直起降的尾座式超音速无人飞行器,其特征在于:该飞行器包括机身(1)、机翼、发动机(3)和垂尾(4),所述机翼包括内翼(2)和外翼(5),发动机(3)安装在内翼(2)和外翼(5)之间,在内翼(2)前缘具有涡襟翼,后缘具有襟翼,在外翼(5)前缘具有前缘缝翼,后缘具有副翼,所述垂尾(4)具有方向舵;所述发动机(3)采用推力矢量发动机,且在腹部下端具有辅助垂直起降的可收放支撑杆;在不同的飞行阶段,通过所述发动机(3)提供的推力、各舵面的角度调节及矢量喷管的配合对飞行器的姿态进行控制。

2.根据权利要求1所述的尾座式超音速无人飞行器,其特征在于:所述机身(1)与内翼(2)之间、内翼(2)与发动机(3)之间、发动机(3)与外翼(5)之间均采用融合设计。

3.根据权利要求1所述的尾座式超音速无人飞行器,其特征在于:所述机身(1)呈流线型,其头部为光电摄像头舱,采用半透明设计。

4.根据权利要求1所述的尾座式超音速无人飞行器,其特征在于:所述机翼为双后掠切尖三角翼,内翼(2)后掠角70°,外翼(5)后掠角40°,在单侧机翼中间位置安装所述发动机(3)。

5.根据权利要求1所述的尾座式超音速无人飞行器,其特征在于:所述发动机(3)具有推力矢量喷管。

6.根据权利要求1所述的尾座式超音速无人飞行器,其特征在于:所述垂尾(4)位于发动机上部,采用“V”型双尾。

7.根据权利要求1所述的尾座式超音速无人飞行器,其特征在于:在垂直起降阶段时,通过发动机提供的推力和推力矢量喷管对飞行器的姿态进行控制。

8.根据权利要求1所述的尾座式超音速无人飞行器,其特征在于:在过渡阶段时,当机体达到一定速度并产生有效气动力时,通过各舵面、发动机提供的推力和推力矢量喷管对飞行器的姿态进行控制。

9.根据权利要求1所述的尾座式超音速无人飞行器,其特征在于:在前飞阶段时,通过各舵面、发动机提供的推力和推力矢量喷管对飞行器的姿态进行控制。

一种可垂直起降的尾座式超音速无人飞行器

技术领域

[0001] 本实用新型属于飞行器设计技术，具体涉及一种可垂直起降的尾座式超音速无人飞行器。

背景技术

[0002] 目前针对非航母平台，海军所装备的飞行器包括有人/无人直升机，小型侦察类无人机，其目的是帮助非航母平台获取海面信息，获取制海权。随着科技的发展，非航母平台能获取制海权的前提是要获取制空权，依靠现有的装备力量，显然是不足以在强对抗环境下夺取制空权。当然在未来“陆、海、空、天、电、磁、光”多维复杂环境下的联合作战模式中，航母依然是海上打击力量主要搭载和投送平台，是海上联合打击、夺取制空权和制海权的重要力量，在海上联合作战中具有不可替代的作用。海军空中力量是航母战斗群的“舰队核心”。

[0003] 但目前海军航母平台装备的舰载歼击机面临着以下两个重要问题：1有人机成本高，在对抗中尽量避免人员伤亡。2针对滑跑起降的舰载飞行器，在航母上起降也是有相当高的难度。发展可垂直起降的超音速无人飞行器可作为新型舰载平台飞行器，其优势如下：1对众多驱护舰、两栖舰等装备新型舰载无人机，将每一个舰艇打造成为小型航母，通过自身能力获取制海权和制空权。将该无人机作为舰艇编队的“忠诚护卫”。2由于其高速度、高机动的能力，可匹配航母舰载歼击机的性能，因此可以对作战区域进行有人\无人协同打击，既可以提高战场上作战效率也可以在一定程度上确保有人机的安全，将其作为有人机的“忠诚战士”。

实用新型内容

[0004] 本实用新型所要解决的技术问题是：设计一种可垂直起降的尾座式超音速无人飞行器，可垂直起降并具备一定的机动能力，具有多种飞行控制指令及多种关键飞行任务模态，同时可实现为针对此型带推力矢量的超音速垂直起降无人机的研究产生的相关控制技术提供缩比验证平台。

[0005] 本实用新型的技术方案是：一种可垂直起降的尾座式超音速无人飞行器，该飞行器包括机身、机翼、发动机和垂尾，所述机翼包括内翼和外翼，发动机安装在内翼和外翼之间，在内翼前缘具有涡襟翼，后缘具有襟翼，在外翼前缘具有前缘缝翼，后缘具有副翼，所述垂尾具有方向舵；所述发动机采用推力矢量发动机，且在腹部下端具有辅助垂直起降的可收放支撑杆；在不同的飞行阶段，通过所述发动机提供的推力、各舵面的角度调节及矢量喷管的配合对飞行器的姿态进行控制。

[0006] 进一步地，所述机身与内翼之间、内翼与发动机之间、发动机与外翼之间均采用融合设计。

[0007] 进一步地，所述机身呈流线型，其头部为光电摄像头舱，采用半透明设计。

[0008] 进一步地，所述机翼为双后掠切尖三角翼，内翼后掠角70°，外翼后掠角40°，在单

侧机翼中间位置安装所述发动机。

[0009] 进一步地,所述发动机具有推力矢量喷管。

[0010] 进一步地,所述垂尾位于发动机上部,采用“V”型双尾。

[0011] 进一步地,在垂直起降阶段时,通过发动机提供的推力和推力矢量喷管对飞行器的姿态进行控制。

[0012] 进一步地,在过渡阶段时,当机体达到一定速度并产生有效气动力时,通过各舵面、发动机提供的推力和推力矢量喷管对飞行器的姿态进行控制。

[0013] 进一步地,在前飞阶段时,通过各舵面、发动机提供的推力和推力矢量喷管对飞行器的姿态进行控制。

[0014] 本实用新型的有益效果是:本实用新型是一种可垂直起降的尾座式超音速无人飞行器。该飞行器的设计完全改变传统超音速飞行器的模式设计,使得在起飞着陆阶段发动机推力在铅垂方向,在巡航阶段发动机推力在前飞方向,无推力转换结构,仅依靠飞行控制系统进行飞行姿态的变化,以达到从垂直起降模态进入平飞的巡航模态,结构相对倾转动力的垂直起降无人机更简单,安全性与可靠性更高,同时,可实现此类飞行器大载重运输的任务需求。

附图说明

[0015] 图1是可垂直起降的尾座式无人飞行器示意图;

[0016] 图2是可垂直起降的尾座式无人飞行器在垂直起降阶段的示意图;

[0017] 图3是可垂直起降的尾座式无人飞行器在前飞阶段的俯视示意图。

[0018] 其中,1-机身,2-内翼,3-发动机,4-垂尾,5-外翼

具体实施方式

[0019] 请参阅图1,本实用新型可垂直起降的尾座式无人飞行器,包括机身1、机翼、发动机3和垂尾4四部分,机翼包括内翼2和外翼5。

[0020] 该无人飞行器采用双后掠中单翼的气动布局,动力采用带推力矢量的发动机3,机身1与内翼2之间、内翼2与发动机3之间、发动机3与外翼5之间均采用融合设计。

[0021] 所述机身1,长细比为13;头部边条翼0.3d设计或鲨鱼头,改善大迎角不对称机头涡,抑制侧力的出现;前机身:长细比:ln/d:3,类抛物线形,外形曲线:r/R=(x/ln)0.75,R为机头底部半径220mm,ln机头长度0.8m;后机身;锥形收缩;中部用于安置油箱、飞行控制系统、电源及电气系统等。

[0022] 所述机翼为双后掠切尖三角翼,采用超音速翼型作为机翼翼型,内翼2后掠角为70度,外翼5后掠角为40度,双后掠转折点在0.562b,安装角2度,上反角0度,扭转角4度,梢根比为0.375;内翼2前缘具有一片涡襟翼,后缘具有一片襟翼;外翼5前缘具有一片前缘缝翼,后缘具有一片副翼;在两侧机翼的0.5b2处,安装有所述发动机3;采用双梁式设计机翼部分结构,在翼根和翼稍设计加强肋,其余部分均布肋板,蒙皮采用碳纤维玻璃杆材质,一体成型。

[0023] 所述发动机3,双发且关于无人机对称面对称,采用流线型设计,尾部设计推力矢量喷管;腹部下端设计有可收放支撑杆,用于辅助起降。

[0024] 所述垂尾4,位于发动机上,“V”型双尾,关于无人机的对称面对称,1/4弦线后掠角48度,l_v/b为0.6,尖根比为0.42;外倾角20°,后缘布置方向舵。

[0025] 垂直起降阶段:两个涡喷发动机提供飞机升力,姿态控制通过发动机推力不对称,和发动机后部设计的推力矢量喷管进行控制。

[0026] 过渡阶段:当机体达到一定速度,产生有效气动力时,接入方向舵、襟翼与外侧机翼后缘的副翼,与发动机直接力控制、推力矢量控制共同维持系统稳定性。

[0027] 前飞阶段:航向通过方向舵、发动机直接力、推力矢量进行控制,滚转姿态通过副翼、推力矢量进行控制,机体姿态通过自平衡系统调节,升降运动通过副翼、推力矢量进行控制。

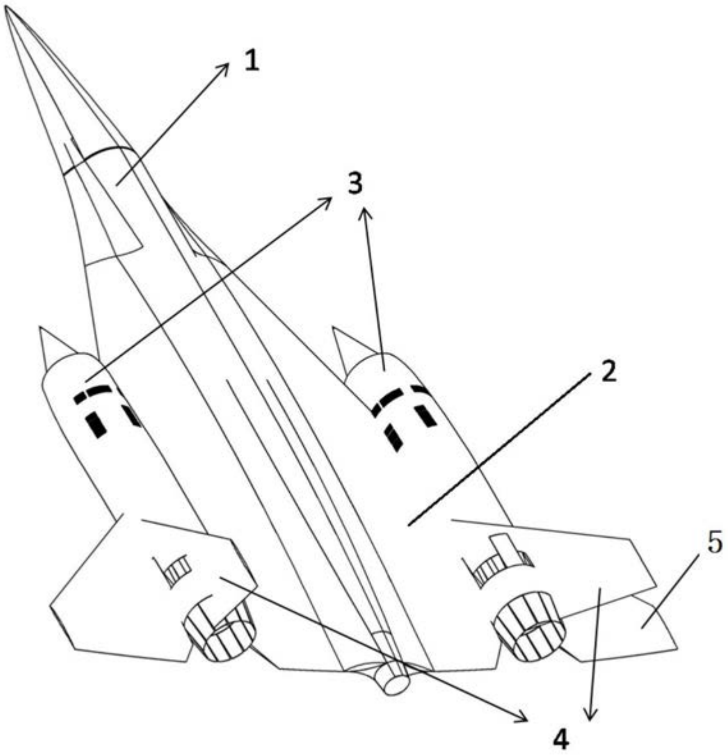


图1

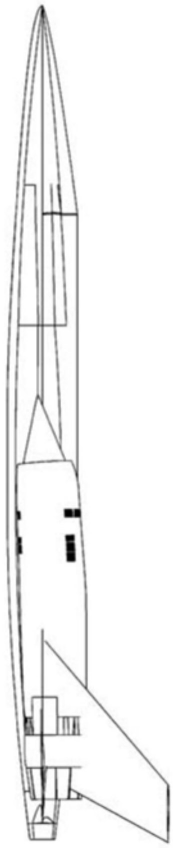


图2

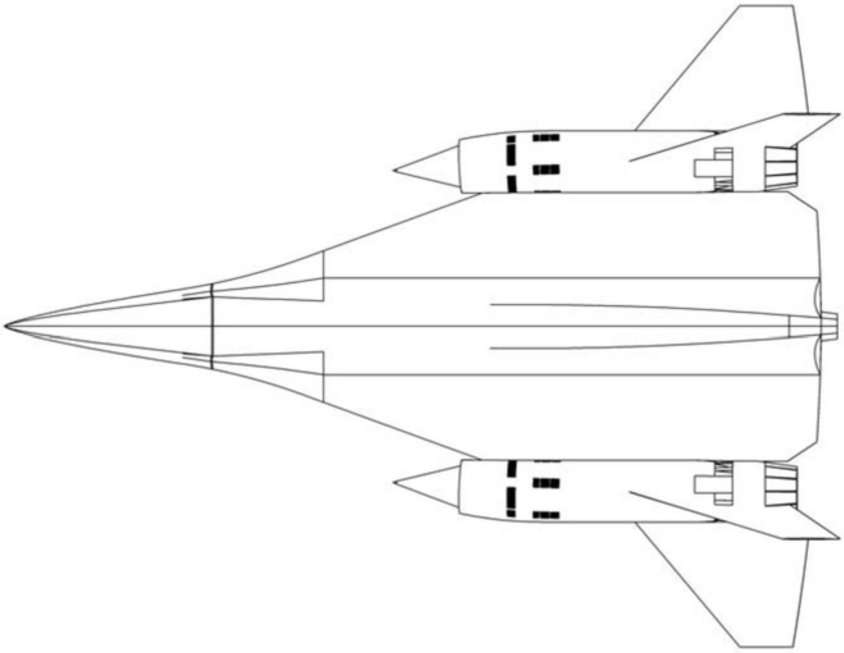


图3